بررسی عددی و تجربی آیرودینامیک پرهٔ کوادرتور در جریان با رینولدزهای کم*

سجاد محمودی [۱] محمدحسن جوارشکیان [۲] محمدصادق توکلی [۳]

چکیده *در این تحقیق یک پره در جریان با رینولدزهای کم توسط روش‌های عددی و تجربی مورد بررسی قرار گرفته و منحنی‌های مشخصهٔ آن استخراج شده است. در روش تجربی، حالت استاتیکی توسط دستگاه اندازه‌گیری نیروی پیشران، در دورهای مختلف مورد بررسی و آزمایش قرار گرفته و منحنی‌های مشخصه نیروی پیشران، توان مصرفی موتور، جریان و ولتاژ ثبت گردیده است. هم‌چنین با توجه به اهمیت حوزهٔ جریان در اطراف پره، به‌طور عددی بررسی استاتیکی و دینامیکی شبیه‌سازی جریان عبوری از روی یک پرهٔ کوادرتور پرداخته شده و علاوه بر نتایج آیرودینامیکی روی پره، نتایج در حوزهٔ حل نیز مورد تحلیل قرار گرفته است. در روش عددی، با استفاده از نرم‌افزار تجاری فلوئنت بر مبنای حجم محدود با فرض جریان غیر قابل تراکم و لزج و استفاده از مدل آشفتگی $k-\varepsilon$ شبیه‌سازی انجام شده است. در این تحقیق منحنی‌های مشخصهٔ پرهٔ روتور توسط این دو روش استخراج شده‌اند و مقایسهٔ نتایج عددی و تجربی تطابق خوبی را نشان می‌دهد که صحت اندازه‌گیری و شبیه‌سازی عددی را تأیید می‌نماید. با توجه به شبیه‌سازی حوزهٔ جریان اطراف پره توسط روش عددی، فاصلهٔ تأثیرگذار جریان اطراف پره به‌منظور قرار گرفتن در ساختار یک کوادرتور مورد بررسی قرار گرفته است.*

واژه‌های کلیدی آیرودینامیک، پره، کوادرتور، تحلیل جریان، پیشرانش، گردابه، تجربی.

Numerical and Experimental Investigation of Aerodynamic of Quadrotor Blades in low Reynolds

S. Mahmoudi M.H. Djavareshkian M.S. Tavakoli

Abstract *In this study, a low Reynolds flow around a blade is studied by experimental and numerical methods and characteristic curves are extracted. In the experimental static test, the results of thrust force, engine power, current and voltage in different speed for a rotor were recorded. Considering the importance of the flow field around the blade, the static and dynamic numerical simulations of the flow through a blade of Quadrotor are investigated. In addition to the blade aerodynamic results, the statistical of the computational domain are also analyzed. For the numerical simulation, a commercial software (Fluent) is used with the assumption of compressible viscous flow and $k-\varepsilon$ turbulence model simulations. In this study, the characteristic curves of the rotor blade are extracted by the two mentioned methods. Comparison of numerical and experimental results show good agreement and confirm the accuracy of the measurement. According to the simulation of the flow field around the blade using the numerical method, the effective distance of the blades in order to find the optimum Quadrotor structure is studied.*

Key Words Aerodynamic, propeller, Quadrotor, flow analysis, propulsion, vorticity, Experimental

---

*تاریخ دریافت مقاله ۹۲/٦/۱٦ و تاریخ پذیرش آن ۹۳/۲/۲۷ می‌باشد.

(۱) کارشناسی ارشد مهندسی‌هوافضا آیرودینامیک، دانشکدهٔ مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد.

(۲) نویسندهٔ مسئول: دانشیار، گروه مهندسی مکانیک دانشکدهٔ مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد. javareshkian@um.ac.ir

(۳) مهندس مکانیک، دانشکدهٔ مهندسی، دانشگاه فردوسی مشهد.

مقدمه

در دههٔ اخیر توجه بسیار زیـادی از جانـب محققـان و پژوهشگران به ریزپرنده‌های بـدون سرنشـین (MAV) در سراسر جهان صورت گرفته و این امر باعـث رشـد قابل‌توجهی در این حوزه گردیده اسـت. بـا ایـن حـال گرچه امروزه وسایل نقلیـهٔ بـدون سرنشـین هـم بـازار تجاری و نظامی مختلفی در سراسـر جهـان دارنـد امـا اطلاعات دقیقی در مورد بخش‌هـای مختلفـی از قبیـل آیرودینامیک، مکانیک و کنترل آن موجـود نیسـت. لـذا توجه به کلیهٔ پارامترهای مؤثر در کاراتر کردن این نـوع وسیله‌ها و توسعهٔ آنها در همهٔ ابعـاد امـری ضـروری و اجتناب‌ناپذیر است. نکتهٔ قابل‌توجه آن است که بررسی پارامترهای آیرودینامیکی مؤثر در این نوع وسایل نقلیـه بدون سرنشین ضروری مـی‌باشـد چـرا کـه ایـن نـوع وسیله‌ها باید توانایی پرواز در محیط باز و معرض بـاد و هم‌چنـین در شـرایط محـیط بسـته را داشـته باشـند. دسته‌بندی‌های زیادی در حوزهٔ ریزپرنده‌ها وجـود دارد که یکی از آنها، نوع با قابلیت پـرواز و فـرود عمـودی (Vertical take- off and landing (VTOL مـی‌باشـد. در این میان کوادرتور یکی از این موارد است که مجموعـاً دارای ٤ روتـور و پـره در هـر انتهـای بـازوی خـود می‌باشد، با توجه به سادگی ایجاد حرکت در هر راستا، یکـی از کـاراترین انـواع پرنـده‌هـای بـدون سرنشـین می‌باشد. از آنجایی که کوادرتور دارای ٦ درجـه آزادی و به‌عبارتی یک پرندهٔ بدون قید و چابک می‌باشد، لـذا دارا بودن یک کنترلگر با قابلیت اطمینان بـالا براسـاس اطلاعات آیرودینامیکی برای پایداری آن الزامی است.

هنـری براسـت [1] در سـال ١٩٧٨ بـه بررسـی و طراحی آیرودینامیکی پرهٔ هواپیماهای بـدون سرنشـین پرداخت و منحنی مشخصه‌هایی از آنهـا، بـا اسـتفاده از روش‌های تجربی ارائه کرد. بیـدر و همکـارش [2] در سال ١٩٩٢، با استفاده از معادلات اولر و ناویراستوکس، به بررسی نوسانات موج عبـوری در لایـهٔ مـرزی یـک صفحهٔ تخت در فرکانس‌های بالا برای شبیه‌سازی مدلی از پره‌های هلیکوپتر پرداختند. آنهـا در ایـن تحقیـق بـا بررسی عدد اشتروهال (σ) و پارامتر بی‌بعـد مـوج (Γ) نشان دادند که Γ برروی ضریب اصطکاک پوسـته‌ای و ضخامت ممنتم تأثیر مشخصی دارد در حالی که σ فقط برروی ضخامت ممنتم تأثیر می‌گذارد. بوتاسو و شـفرد [3] در سال ١٩٩٩، با استفاده از یک کـد عـددی و بـه کاربستن معادلات اولر به‌طور ضمنی، به شبیه‌سازی پرهٔ هلی‌کوپترهـای بـزرگ پرداختنـد. هـدف آنهـا در ایـن تحقیق بررسی روش‌های مختلف مدل‌سازی شبکه‌های تطبیقی حول پره‌های فوق بوده‌اسـت. مونـال مرچانـت [4] در سال ٢٠٠٤، با ساخت یک دستگاه آزمـایش بـه بررسی تجربی عملکرد تعدادی از پره‌ها بـا کـاربرد در وسـایل نقلیـهٔ بـدون سرنشـین در رینولـدزهای کـم پرداختند تا با این تحقیق چارتی از اطلاعات ایـن نـوع پره‌ها در اختیار دیگران قرار دهند. آنها در ایـن تحقیـق فقط به روش تجربی اکتفا کردند. مرچانت و میلـر [5] در سال ٢٠٠٦ یک سری آزمایش‌هـای دینـامیکی روی پروانه‌هایی در محدودهٔ قطر ٦–٢٢ ایـنچ اجـرا کردنـد. آنها در تحقیق خود دستگاه آزمایشگاهی به‌منظور ثبـت پارامترهای زاویه‌ای مؤثر در پایـداری سیسـتم پیشـران ساختند. در این آزمایش‌ها، سرعت دورانی پره‌ها ثابـت و سرعت باد مختلفی در تونل اعمال شده است. با این دستگاه تغییرات زاویـه‌ای جریـان، کنتـرل، و پایـداری سیستم بررسی گردید. میشل ال [6] در سـال ٢٠٠٨ بـا اسـتفاده از روش‌هـای تحلیلـی المـان پـره–ممنـتم و آزمایش‌های تجربی بـه انـدازه‌گیـری ضـرایب تـوان و پیشران و گشـتاور پـرهٔ ریزپهپادهـا پرداخـت. دیتـرز و سـلیج درسـال ٢٠٠٨ [7] بـا سـاخت یـک دسـتگاه آزمایشگاهی به‌صورت تجربی آزمایش‌های استاتیکی را برروی پره‌های کوچک و متفاوتی انجام دادند که ابعـاد آنها بین ٢/٥ تا ٥ اینچ و سرعت دورانی آنها بین ٢٥٠٠ تا ٢٧٠٠٠ بوده است. گمبل [8] درسـال ٢٠٠٩ بـا یـک دستگاه آزمایش و نوشتن یک کد پیچیده بـا نـرم‌افـزار لب‌ویو (LabView) توانست اطلاعات آزمایشـگاهی را

به‌صورت خودکار جمع‌آوری و بهترین طرح مناسب را به‌صورت تجربی برای عملکرد موتور و پره ایجاد کند. براندت و سلیج [9] در سال ۲۰۱۱ با ایجاد یک بستر آزمایش، به بررسی اثر رینولدز و راندمان تعدادی از پره‌ها مثل ایراسکرو (Air screw) و کیوشو (Kyosho) پرداختند. اسکات و همکارانش [10] در سال ۲۰۱۲ به بررسی استاتیکی و دینامیکی اثر تغییر قطر و پیچ هندسی پره‌های مربعی موتورهای الکتریکی، بر روی پارامترهای پیشرانشی پرداختند. آنها در این تحقیق از یک چیدمان آزمایشگاهی و انواع مختلفی از پره‌ها استفاده کردند.

در بیشتر تحقیقات انجام شده بعضاً از روش تجربی برای محاسبهٔ پارامترهای پیشرانشی استفاده شده است و در بعضی موارد با استفاده از حل معادلات اویلر پارامترهای فوق محاسبه شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود کمتر تحقیقاتی به‌طور تجربی و عددی در حوزهٔ ریزپهپادها انجام شده است. با توجه به آنچه ذکر شده انجام آزمایش‌های تجربی و عددی و مطالعهٔ حوزه جریان در حالت استاتیکی و دینامیکی و مقایسهٔ آنها از نوآوری‌های این تحقیق می‌باشد.

با توجه به این‌که پره‌های موجود برای ریزپهپادها گسترده است و مأموریت‌های این پرنده‌های مصنوعی نیز متنوع می‌باشد، به‌منظور ساختن و دسترسی به تکنولوژی این نوع ریزپهپادها داشتن دستگاه متناسب برای آزمایش‌های عملی ضروری می‌باشد. همان‌طور که در تاریخچه اشاره شد، بررسی عددی حوزهٔ جریان در اطرف پرهٔ ریزپرنده‌ها به‌طور جامع صورت نگرفته و اطلاعات کافی از نحوهٔ تشکیل و میراشدن گردابه‌ها و هم‌چنین اثرات این گردابه‌ها در سیال اطراف خود موجود نیست.

لذا در این تحقیق ابتدا دستگاه آزمایشگاهی به‌منظور بررسی اثر پارامترهای پیش‌رانشی یک پره ساخته شده، سپس آزمایش‌های تجربی روی پره‌ای خاص انجام گردیده است. در این روش با استفاده از دستگاه اندازه‌گیری نیروی پیش‌ران، منحنی مشخصه‌های مربوط به پره و موتور در حالت استاتیکی ثبت شده است برای مطالعهٔ بیشتر نیروهای آیرودینامیکی و حوزهٔ جریان، شبیه‌سازی عددی به‌صورت استاتیکی و دینامیکی نیز انجام شده و جریان اطراف پره تحلیل گردیده است. در این مطالعه، نیروی پیشران تولیدی و نحوهٔ تولید گردابه‌ها به‌واسطهٔ دوران پره، در سرعت‌های جریان مختلف مورد بررسی قرار گرفته است. در نهایت قسمتی از نتایج دو روش مقایسه گردیدند که هم‌خوانی خوبی بین آنها وجود دارد.

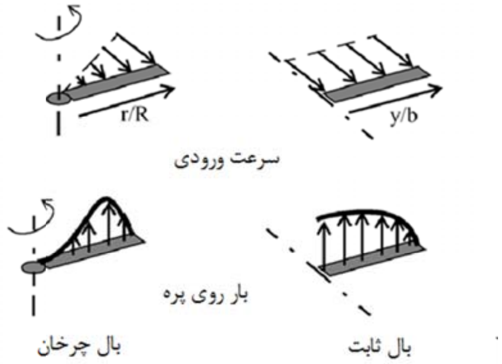
تفاوت بال ثابت با بال چرخان

برای حل و شبیه‌سازی هر جریانی، ابتدا باید شرایط فیزیکی حاکم بر آن را مشخص نمود. جریان در اطراف پرهٔ اکثر سیستم‌های بال چرخان به‌علت سرعت دورانی و ماخ نوک پره در محدودهٔ تراکم‌پذیر آشفته قرار دارد. اما با توجه به محاسبات انجام شده برای پرهٔ کوادرتور، ماخ پروازی آن در حدود ۰/۱۵ می‌باشد، لذا جریان از نوع تراکم‌ناپذیر در نظر گرفته شده است.

برای تشخیص این‌که جریان در اطراف پره در محدودهٔ آشفته است یا آرام، از عدد رینولدز نوک پره استفاده می‌شود. اگر رینولدز نوک پره در حالت ایستا(Static) (بدون جریان باد) از $۲×۱۰^{٤}$ بیشتر باشد، می‌توان جریان را آشفته فرض نمود [11]. از طرفی در محدودهٔ آشفته به‌خاطر وجود گردابه‌ها، جریان رفتاری کاملاً تصادفی دارد. برای شبیه‌سازی جریان آشفته یا باید گردابه‌ها را به‌طور کامل محاسبه نمود و یا این‌که تأثیر آنها را روی جریان متوسط در نظر گرفت یکی از این روش‌ها استفاده از مدل‌های آشفتگی می‌باشد.

قبل از این‌که به نحوهٔ بررسی عددی و تجربی پره کوادرتور پرداخته شود، تحلیل و بررسی تفاوت نحوهٔ تغییرات جریان بر حول پهپادهای بال‌ثابت

(Fixed wing) و بال‌چرخان، امری قابل‌توجه می‌باشد. به‌طور کلی تغییرات جریان بر روی یک پره با جریان حول و اطراف بال ثابت، متفاوت می‌باشد. زیرا برای یک بال ثابت، گردابهٔ تولید شده در نوک و سطح آن از بال دور می‌شود و تأثیر گردابه روی جریان سیال در اطراف بال کم است. در حالی‌که جریان در اطراف یک پره به‌شدت تحت تأثیر گردابهٔ قوی که از نوک آن به‌وجود می‌آید، قرار می‌گیرد [12].



شکل ۱ تفاوت بال ثابت و پرهٔ چرخان

علاوه بر این، اساس توزیع سرعت برخورد هوای نسبی در حالت بال‌ثابت و پرهٔ چرخان کاملاً متفاوت می‌باشد. همان‌طور که از شکل (۱) پیداست در حالتی که بال ثابت است، سرعت نسبی برخورد هوا در طول بال یکسان است در صورتی که در مورد پرهٔ چرخان در حالت ایده‌ال یک رابطهٔ خطی بین سرعت نسبی و شعاع وجود دارد. هم‌چنین بارگذاری حاصل از عبور جریان از روی سطح مقطع بال‌های ثابت و پره‌های چرخان متفاوت است. در هواپیما جایی که بال ثابت می‌باشد، نیروی‌های اعمالی دارای شکل تقریباً یکنواختی می‌باشند که در نوک بال به صفر می‌رسد. در صورتی که در نزدیکی مرکز پره‌های چرخان به‌علت عدم وجود باد نسبی، مقدار نیروی براً بسیار کم است و از ریشه به سمت نوک به‌تدریج افزایش می‌یابد تا به یک حداکثر در نزدیکی نوک پره می‌رسد و سپس با یک شیب تند در نوک پره به صفر می‌رسد [13].

معادلات حاکم

برای حل جریان خارجی در اطراف یک جسم متحرک، مدل را در داخل یک تونل باد مجازی در نظر می‌گیرند. بنابراین می‌توان با شبکه‌بندی، محدودهٔ تونل باد محاسباتی همراه با جسم مورد نظر و دادن شرایط مرزی ورود و خروج، جریان را شبیه‌سازی نمود [14]. در این حالت معادلات ناویر استوکس فرم اصلی خود را دارند که در ذیل آمده است. معادلهٔ پیوستگی براساس رابطهٔ (۱) می‌باشد.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla.(\rho u_i) = 0 \quad (۱)$$

که در آن، ρ معرف چگالی و V بردار سرعت سیال می‌باشد. معادلهٔ اندازهٔ حرکت در مختصات ثابت به‌صورت زیر است:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} + F \quad (۲)$$

که در آن، p نشان‌دهندهٔ فشار، τ_{ij} تانسور تنش و F_i نیروی خارجی است. هم‌چنین تانسور تنش از رابطه زیر به‌دست می‌آید.

$$\tau_{ij} = \left[\mu\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i}\right)\right] \quad (۳)$$

که در آن، μ معرف ویسکوزیته دینامیکی سیال می‌باشد. جریان حول بال‌های چرخان را به دو روش شبکه متحرک و مختصات نسبی چرخان می‌توان حل نمود. در روش شبکه متحرک، شبکه‌های ایجاد شده نسبت به یکدیگر حول یک مرز میانی در حرکت خواهند بود. این روش زمانی ضروری است که جریان به‌صورت ناپایدار باشد یا هندسهٔ مدل تغییر نماید، به عنوان مثال جریان در اطراف پره روتور کوادرتوری که در حال

پرواز رو به جلو می‌باشد. اما از آنجا که در این تحقیق جریان در حالت ایستا مدل‌سازی می‌شود و پرهٔ موردنظر ایزوله می‌باشد، نیازی به استفاده از روش شبکه متحرک نیست. در روش دیگر یعنی مختصات نسبی چرخان، معادلات حاکم بر جریان در یک مختصات چرخان نوشته می‌شوند. بنابراین به‌جای این‌که آن جسم صلب بچرخد، محیط اطراف آن در حال چرخش خواهد بود. بردارهای سرعت نسبی را می‌توان از بردار حاصل از بردار چرخش مختصات کم نمود و در نتیجه جریان واقعی اطراف یک پره را شبیه‌سازی کرد. در این روش شتاب سیال دارای عبارت‌های اضافی است که در معادلات اندازه حرکت ظاهر می‌شوند. البته هم می‌توان از سرعت‌های نسبی و هم از سرعت‌های مطلق استفاده کرد. رابطهٔ بین این دو سرعت به‌صورت زیر می‌باشد.

$$V_r = V \times \Omega . r = 0 \qquad (٤)$$

که Ω در آن سرعت زاویه‌ای مختصات چرخان، V_r سرعت نسبی، V سرعت مطلق، r بردار مکان است. با توجه به معادلهٔ (۲) سمت چپ معادلهٔ اندازه‌حرکت برای مختصات ثابت به‌صورت زیر می‌باشد.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho V) + \nabla.(\rho V V) \qquad (٥)$$

در حالی که سمت چپ معادلهٔ اندازه‌حرکت برای مختصات چرخان با استفاده از سرعت مطلق رابطهٔ زیر خواهد بود و جمله‌های سمت راست معادله تغییری نخواهد داشت.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho V) + \nabla.(\rho V_r V) + \Omega \times \mathrm{r} = 0$$

چنانچه از فورمولاسیون سرعت نسبی استفاده گردد. رابطهٔ زیر در سمت چپ معادلهٔ اندازه‌حرکت ظاهر می‌شود.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho V_r) + \nabla.(\rho V_r V_r) + 2\Omega \times V_r + \Omega \times \Omega \times \mathrm{r} + \rho \frac{\partial \Omega}{\partial t} \qquad (٦)$$

در رابطهٔ فوق $2\Omega \times V_r + \Omega \times \Omega \times \mathrm{r}$ همان نیروی کریولیس می‌باشد. از عبارت $\rho \partial\Omega / \partial t$ صرف‌نظر می‌شود، زیرا فرض بر این است که سرعت زاویه‌ای پره ثابت است. البته اگر شتاب زاویه‌ای وارد شود بهتر است از فورمولاسیون سرعت مطلق استفاده نمود. در این مقاله از فورمولاسیون سرعت ثابت استفاده شده است. بنابراین معادلات اندازه‌حرکت براساس رابطهٔ (٦) خواهد بود هم‌چنین معادله پیوستگی به‌صورت زیر می‌باشد.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla.(\rho V_r) = 0 \qquad (٧)$$

روش حل معادلات

گسسته‌سازی معادلات ناویراستوکس بر پایهٔ یک روش عددی بر مبنای حجم محدود می‌باشد. در بررسی عددی از روش‌های مختلفی برای حل معادلات حاکم استفاده می‌کنند. در این تحقیق با توجه به کارهای مشابه و کارایی آنها، از روش نیمه‌ضمنی سیمپل(Simple)، در حل معادلات استفاده شده است. در این روش ابتدا معادلات اندازه‌حرکت با توجه به مقادیر اولیهٔ داده شده حل می‌شوند و سپس با حل معادلهٔ تصحیح فشار، مقادیر فشار و سرعت‌ها تصحیح می‌گردند. پس از آن معادلات اسکالر از جمله معادلات آشفتگی حل می‌گردند. در تحقیق حاضر، برای مدل‌سازی آشفتگی از مدل K-ε استفاده گردیده است. در صورت همگرایی، روند حل متوقف می‌شود و در صورت عدم همگرایی، نتایج حل حاصل به‌عنوان ورودی الگوریتم فوق داده شده و روند حل ادامه می‌یابد.

لازم به ذکر است در این تحقیق از شبکهٔ هم‌مکان (شبکه‌ای که تمام متغیرها در یک مکان ذخیره می‌شوند) استفاده شده است که برای محاسبهٔ عبارت جابه‌جایی، معادلات گسسته‌سازی‌شدهٔ اندازه‌حرکت، از روش درون و یا برون‌یابی مرتبهٔ دوم بالادست استفاده گردیده است.

شرایط آزمایش حل عددی

با توجه به اهمیت سازگاری پره و موتور مورد استفاده در این تحقیق، پرهٔ ۱۰×٤/۷ که دارای قطر ۲٥/٤ سانتی‌متر و گام ٤/۷ می‌باشد، بعد از آزمایش‌های تجربی صورت گرفته با استفاده از دستگاه اندازه‌گیری نیروی پیش‌ران، برای مدل‌سازی و تست‌های عددی، ابتدا هندسهٔ پره توسط دستگاه اسکن شد و در نرم‌افزار سالید مدل‌سازی گردید، سپس برای بررسی عددی مورد استفاده قرار گرفته هم‌چنین هندسهٔ پره در جدول (۱) ارائه شده است که r شعاع متغیر، R شعاع پره و ß پیچش پره می‌باشد.

جدول ۱

r/R	c/R	ß
0.15	0.109	21.11
0.2	0.132	23.9
0.25	0.156	24.65
0.3	0.176	24.11
0.35	0.193	22.78
0.4	0.206	21.01
0.45	0.216	19
0.5	0.223	17.06
0.55	0.226	15.33
0.6	0.225	13.82
0.65	0.219	12.51
0.7	0.21	11.36
0.75	0.197	10.27
0.8	0.179	9.32
0.85	0.157	8.36
0.9	0.13	7.27
0.95	0.087	6.15
1	0.042	5.04

لازم به ذکر است، در این تحقیق از مدل کردن تجهیزات موتور و هاب (Hub) مرکزی پره به‌دلیل کم‌اثر بودن در تولید نتایج، صرف نظر گردیده است. روش عددی به دو دستهٔ، آزمایش‌های استاتیکی و دینامیکی تقسیم‌بندی می‌شود. در آزمایش‌های استاتیکی سرعت جریان ورودی برابر صفر در نظر گرفته شده است و در این حالت در سرعت دورانی مختلف پره به ثبت داده‌هایی مثل نیروی پیش‌ران و توزیع فشار و نحوه مسیر عبور جریان از روی پره پرداخته شده است. هم‌چنین در آزمایش‌های دینامیکی در یک دور ثابت در سرعت بادهای مختلف به بررسی پارامترهای فوق پرداخته شده و در هر یک از این آزمایش‌ها نتایج باهم مورد مقایسه قرار گرفته است. لازم به ذکر است برای ثبت توزیع فشار از مقطعی در فاصلهٔ ۰/۷۵ شعاع پره استفاده شده است. با توجه به سرعت دورانی پره، برای تشخیص این‌که جریان در اطراف روتور در محدودهٔ متلاطم است یا آرام، از عدد رینولدز در ۰/۷۵ پره استفاده می‌شود. اگر رینولدز نوک پره در حالت ایستا از 2×10^4 بیشتر باشد، می‌توان جریان را متلاطم فرض نمود [15,16].

$$Re = {V_{tip} \times C_{tip}}/{\nu} \geq 2 \times 10^4 \longrightarrow \text{جریان آشفته}$$

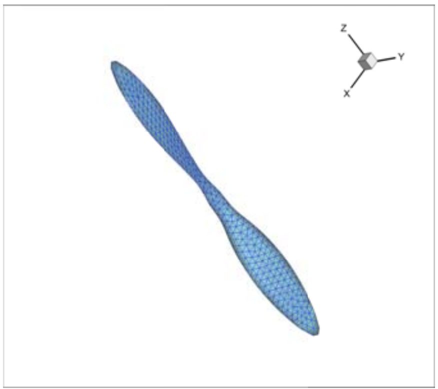
$$Re = {V_{0.75\,blade} \times C_{0.75\,blade}}/{\nu} = 5.6 \times 10^4$$

لذا در این تحقیق جریان را آشفته و هم‌چنین با توجه به این‌که ماخ نوک پره حدوداً برابر ۰/۱۵ می‌باشد، جریان تراکم‌ناپذیر در نظرگرفته شده است.

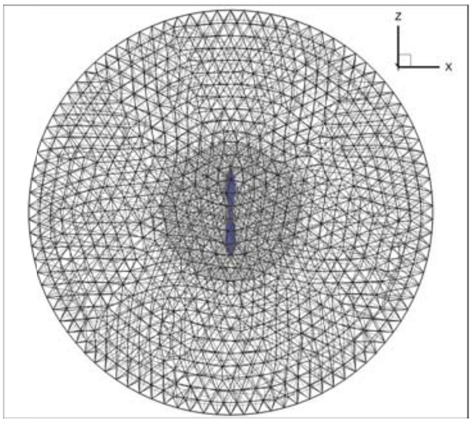
مدل هندسی و شبکه‌بندی

به‌منظور مدل‌سازی پره، دو ناحیهٔ اطراف آن در نظر گرفته شده که ناحیهٔ داخلی همراه پره می‌چرخد و ناحیهٔ خارجی ثابت می‌باشد. این کار به ما اجازه می‌دهد به‌جای ایجاد حرکت در شبکه، جریان عبوری از آن را به حرکت در بیاوریم و بررسی‌ها با سادگی

بیشتری همراه خواهد بود. سپس این نواحی به‌صورت بی‌سازمان شبکه‌بندی شده که نمایی از آن در شکل (۲) نشان داده شده است.



شکل ۲ نحوهٔ شبکه‌بندی روی سطح پرهٔ مدل شده ٤/۷×۱۰



شکل ۳ نحوهٔ شبکه‌بندی حجمی در اطراف پره

نسبت کشیدگی هر المان در این شبکه‌بندی بی‌سازمان بین ۱ تا ۵ است که در محدودهٔ بسیار خوبی می‌باشد. در واقع یکی از مزیت‌های اصلی شبکه‌بندی بی‌سازمان، محدودهٔ بسیار پایین کشیدگی المان‌ها است.

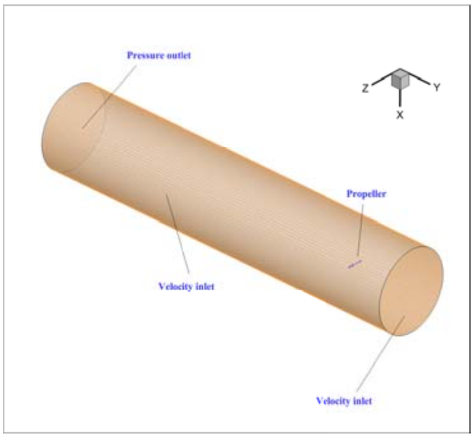
همان‌طور که در شکل (۳) مشاهده می‌شود، در شبکه‌بندی از شبکه‌های چهاروجهی بی‌سازمان استفاده شده و تراکم شبکه در نزدیکی پره برای محاسبهٔ بهتر گردابه‌ها و توزیع پارامترهای جریان بیشتر است. در نقاط دور دست المان‌ها دارای ابعاد بزرگ‌تری هستند تا درنهایت تعداد کل شبکه‌ها خیلی زیاد نباشد و هم‌چنین گردابهٔ حاصل از پره میرا شود. فاصلهٔ اولین المان از روی پره با توجه به مقدار Y^+ بین ۳۰ تا ۵۰۰ تنظیم شده است که استفاده از توابع دیواره را برای جریان تأیید می‌نماید.

شرایط مرزی

تعیین شرایط مرزی یکی از مهم‌ترین مسائل در شبیه‌سازی جریان اطراف پره می‌باشد. برای آن‌که بتوان نتیجه‌گیری درستی از روند حل و نتایج حاصل از آن داشته باشیم، انتخاب شرایط مرزی مناسب برای تحلیل حل عددی یک پره از مهم‌ترین مباحث در این زمینه می‌باشد. در ابتدا اشاره‌ای به قسمت‌های مختلف ناحیه‌ها داشته و بعد از آن به شرایط لحاظ شده برای آنها پرداخته می‌شود.

همان‌طور که در شکل (٤) مشاهده می‌گردد کل ناحیه‌ها به دو بخش جامد و سیال تقسیم‌بندی می‌شود که بخش جامد مربوط به حجم پره و بخش سیال استوانه‌ای است که حجم پره از آن کم می‌شود و مربوط به سیال اطراف پره خواهد بود. با توجه به شکل، در بالادست پره یعنی ورودی که به‌عنوان ورودی تونل باد محاسباتی در نظرگرفته شده است، از شرایط مرزی سرعت ورودی استفاده شده است. بسته به استاتیکی (عدم وجود جریان در ورودی) و یا دینامیکی (وجود سرعت جریان در ورودی) بودن آزمایش، سرعت آن صفر و یا سرعت مربوطه لحاظ گردیده است. این شرط مرزی برای تعریف سرعت جریان، با تمام خاصیت‌های اسکالر جریان به‌کار می‌رود و فقط برای جریان‌های غیرقابل‌تراکم مورد استفاده قرار می‌گیرد. در پایین‌دست جریان که فاصلهٔ آن از پره طوری در نظرگرفته شده است که مرز دوردست، روی جریان اطراف پره روتور تأثیر نداشته باشد. شرایط مرزی آن را از نوع فشار خروجی که برابر با فشار اتمسفر می‌باشد، و با توجه به این‌که مرز

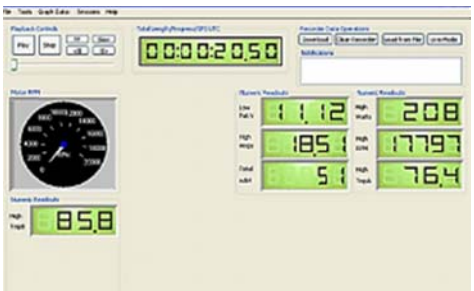
خارجی بسیار دور از پره در نظر گرفته شده بـه‌طـوری که هیچ جریانی در نزدیکی این مـرز وجـود نـدارد، از شرط لغزشی استفاده شده است.



شکل ٤ شرایط مرزی لحاظ شده در تحلیل عددی پرهٔ کوادرتور



شکل ٥ دستگاه اندازه‌گیری نیروی پیش‌ران ساخته شده درآزمایشگاه ریزپهپاد



شکل ٦ نمایش اطلاعات برد پردازشگر برروی کامپیوتر

دستگاه اندازه‌گیری نیروی پیش‌ران

همان‌طور که در شـکل (٥) مشـاهده مـی‌شـود، بـرای اندازه‌گیری نیروی پیشـران موتـور و پـره و هـم‌چنـین بررسی اثر پارامترهای مختلـف مـؤثر بـر روی نیـروی پیشران از دستگاه فوق اسـتفاده شـده اسـت. آزمـایش رانش برای مشـخص کـردن ترکیـب‌هـای مختلـف از موتور و ملخ به‌عنوان گزینه‌هـای مناسـب بـرای تـأمین نیروی مورد نیاز در ریزپهپاد مورد نظـر مـورد اسـتفاده قرار گرفته شده است. دستگاه اندازه‌گیری ساخته شـده متشکل از: نیروسنج الکتریکی، پایه با ارتفـاع مشـخص به‌منظور قرارگیری در تونل بـاد، اتصـالات و اهـرم‌هـا، باتری، کنترلگر سرعت، رادیـوکنترل، تـاکومتر لیـزری، آمپرمتر، ولت‌سـنج، کـارت گـرفتن داده‌هـا، کـامپیوتر، موتور و ملخ می‌باشد.

تجهیزات الکتریکی

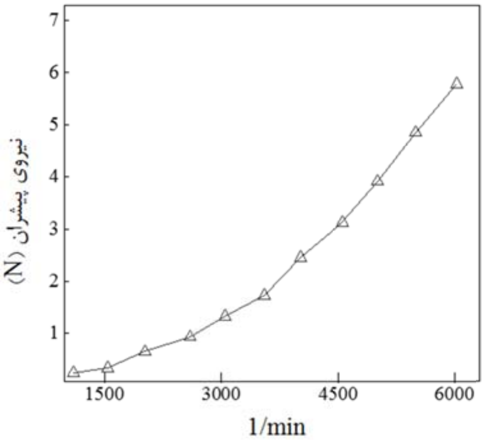
موتـور انتخـاب شـده بـرای آزمـایش 09 /6T2215 EMAX است که از نوع بـدون جاروبـک مـی‌باشـد و برای تأمین قدرت و توان راه‌اندازی آن از یـک بـاتری سه سلولی (3Cell) اسـتفاده گردیـد. هـم‌چنـین بـرای اعمال سرعت‌ها و دورهای مختلف به موتور و بررسی اثـر آن را روی پـارمترهـای مختلـف، مـثلاً نیـروی پیش‌رانش، ولتاژ، توان، آمپر و گشتاور، از یک دسـتگاه تنظیم‌کنندهٔ سرعت استفاده گردیده است. در این روش رادیو کنتـرل بـه همـراه دریافـت‌کننـده (Receiver) و هم‌چنـین کـارت گـرفتن داده بـه‌منظـور اعتبارسـنجی داده‌های دریافتی مـورد اسـتفاده قـرار گرفـت و بـرای اعمال دور مشخص به موتور، ابتدا یک دریافـت‌کننـده در مدار قرار داده شد و از طریق رادیو، دور مورد نظـر به‌طور آنالوگ به موتور منتقل گردید.

همان‌طـور کـه در شـکل (٦) مشـاهده مـی‌شـود، اطلاعات نمایش داده شده می‌شود، هم‌چنین بـه‌منظـور بررسی صحت سرعت زاویه‌ای به‌دسـت‌آمـده، در هـر

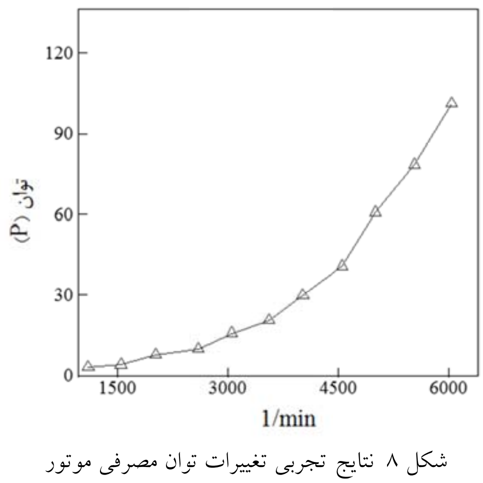
مرحله سرعت زاویه‌ای توسط تاکومتر رصد گردیده است همین‌طور برای اندازه‌گیری ولتاژ، توان و آمپر مصرفی در هر دور مشخص، از ولت‌سنج و جریان‌سنج‌های مخصوص که دقت بسیار بالایی برخوردارند استفاده شده‌است.

نتایج

در این بخش به بررسی و تحلیل نتایج به‌دست آمده از روش تجربی و عددی پرداخته شده است. در بخش اول نتایج، داده‌های تجربی و در بخش دوم به بررسی نتایج عددی پرداخته شده است.



شکل ۷ نتایج تجربی تغییرات نیروی پیشران در ازای دورهای مختف پره



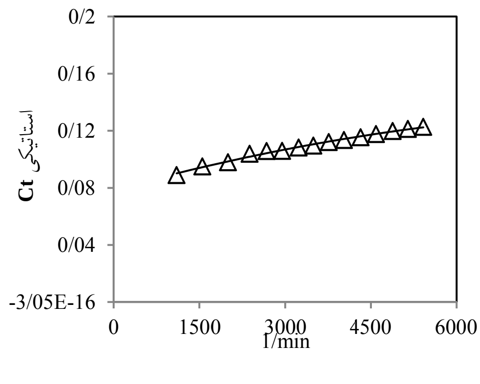
شکل ۸ نتایج تجربی تغییرات توان مصرفی موتور

نتایج تجربی

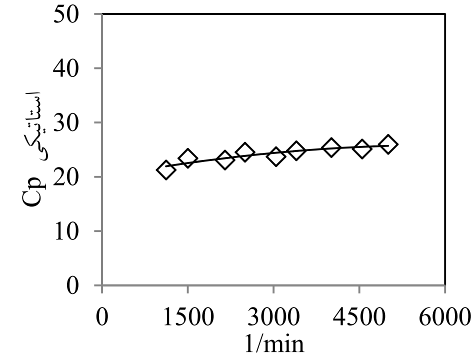
در این بخش به بررسی منحنی مشخصه‌های به‌دست آمده از دستگاه اندازه‌گیری نیروی پیشران پرداخته شده است. همان‌طور که در شکل (۷) نشان داده شده است، افزایش دور، باعث افزایش نیروی پیشران تولیدی حاصل از موتور و پره گردیده است، اما این افزایش نیروی پیشران، روی برخی از پارامترهای دیگر اثر می‌گذارد که در شکل‌های بعدی قابل‌مشاهده است.

در شکل (۸) دیده می‌شود که با افزایش دور در حالی که نیروی پیشران تولیدی حاصل از موتور و پره افزایش می‌یابد، اثر قابل‌توجهی بر توان مصرفی موتور دارد و باعث می‌شود در یک بازهٔ زمانی مشخص، شارژ باتری سریع‌تر تمام می‌شود و لذا زمان استفاده از باطری را کم می‌کند. در نتیجه باید با توجه به هدف از ساخت ریزپهپاد مورد نظر، نیروی پیش‌ران مورد نیاز آن را تأمین کنیم. البته اگر بیشتر به نمودار توجه کنیم، خواهیم دید که در بازهٔ دورهای بین ۱۰۰۰ تا ٤۰۰۰ دور بر دقیقه تغییرات توان مصرفی نسبت به افزایش دور با شیب کمتری مواجه است که این امر نکتهٔ قابل‌توجهی است، چراکه در این بازه ما می‌توانیم تقریباً با یک توان مصرفی ثابت، نیروی پیشران بیشتری را با افزایش دور تولید کنیم.

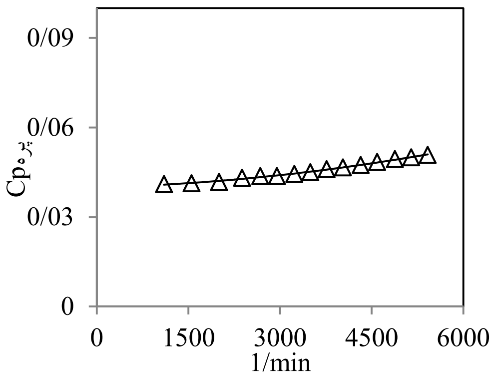
هم‌چنین ضریب نیروی پیشران و توان بی‌بعد شده نیز در شکل (۱۱-۹) نشان داده شده است.



شکل ۹ ضریب نیروی پیشران در حالت استاتیکی



شکل ۱۰ ضریب توان مصرفی موتور در حالت استاتیکی

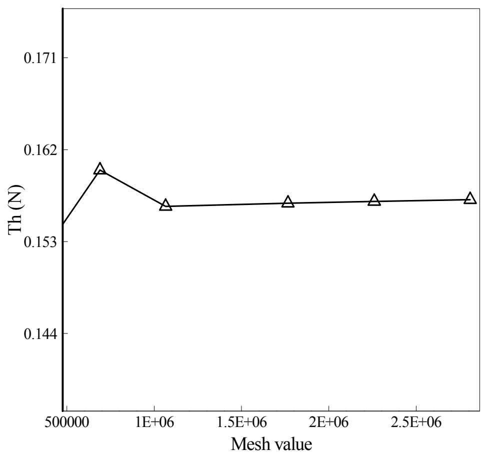


شکل ۱۱ ضریب توان تولیدی پره در حالت استاتیکی

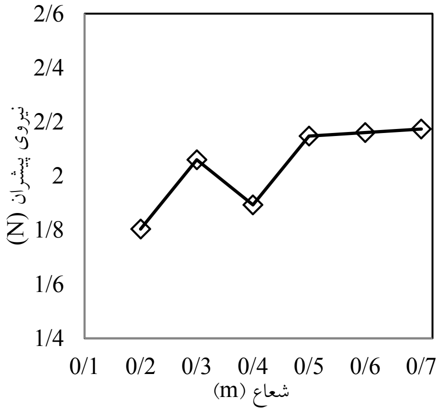
نتایج عددی استاتیکی

در ابتدای هر تحلیل و بررسی عددی، تبدیل کردن فضای محاسباتی به فضایی مستقل از شبکه و دامنه حل یک مورد الزامی است. در بررسی استقلال از شبکه، شبکه‌هایی با تعداد سلول‌های متفاوت مورد آزمایش قرار گرفت. همان‌طور که در شکل (۱۲) مشاهده می‌شود برای تعداد سلول‌های بیش از یک میلیون، مقدار نیروی رانش تغییرات قابل‌ملاحظه‌ای را نشان نمی‌دهد لذا در این تحقیق نتایج برای تعداد شبکهٔ یک و نیم میلیونی ارائه شده است. هم‌چنین در تعیین بهترین محدودهٔ محاسباتی، محدوده‌هایی با اندازه‌های مختلف مورد بررسی قرار گرفت که در نهایت، قطر دامنهٔ محاسباتی تقریباً سه برابر (۶۰ سانتی‌متر) و طول آن ۳۰ برابر (۵ متر) قطر پره می‌باشد. به‌طوری‌که با تغییر قطر و طول حوزهٔ حل تأثیری در نتایج رخ نداده است. شکل (۱۳)، نتایج استقلال از حوزهٔ محاسباتی را نشان می‌دهد. اما باتوجه به استفاده از دستگاه مختصات چرخان، ناحیه‌ای از محدودهٔ حل به‌عنوان سیال تحت دوران به‌جای پره، در نظر گرفته شده است. لذا در جهت انتخاب اندازهٔ بهینهٔ این محدوده، حجم‌های مختلفی از آن بررسی و مورد مقایسه قرار گرفت، و اندازهٔ بهینهٔ آن به جهت کم تأثیر بودن ارائه نشده است.

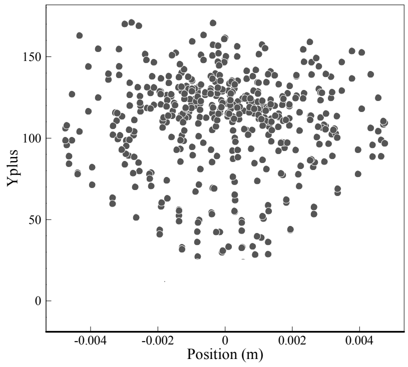
هم‌چنین در شکل (۱۴) توزیع Y^+ بر روی سطح پره نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود این پارامتر در محدودهٔ بین ۳۰ تا ۳۰۰ قرار دارد.



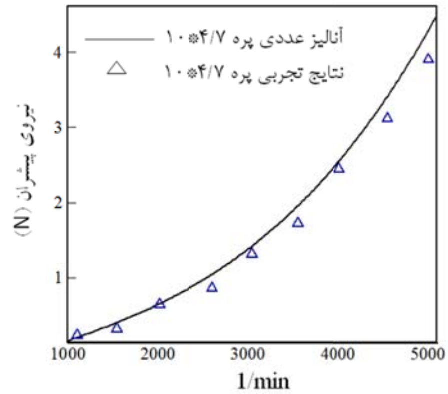
شکل ۱۲ بررسی استقلال از شبکه



شکل ۱۳ بررسی استقلال از حوزه محاسباتی



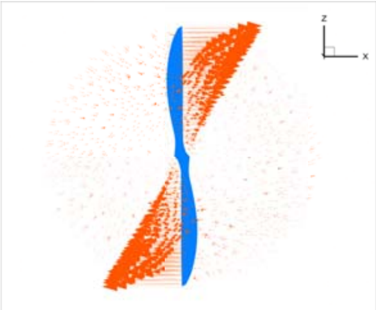
شکل ١٤ توزیع Y^+ برروی سطح پره



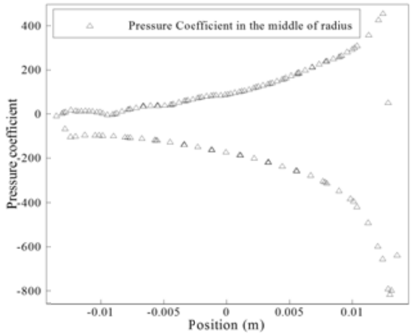
شکل ١٥ مقایسه نتایج نیروی رانش روش عددی با تجربی

همان‌طور کـه در شـکل (١٥) مشـاهده مـی‌شـود، به‌منظور اعتبارسنجی شـبیه‌سـازی انجـام شـده، نتـایج حالت استاتیکی عددی با داده‌های تجربی انجـام شـده در این تحقیق مقایسه گردیده است، تطابق خـوب بـین نتایج استخراجی و داده‌های منتشـر شـده نشـان‌دهنـدۀ صحت تحقیق انجام شده می‌باشد.

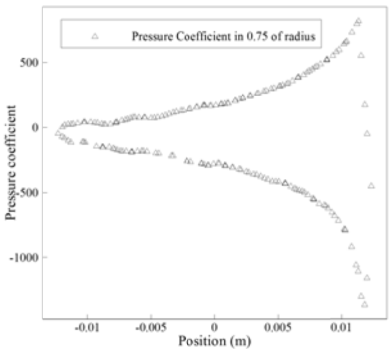
با توجه به شکل (١٦) مشاهده می‌شـود، تغییـرات سرعت زیادی روی سطح پره نشـان داده مـی‌شـود، در این حالت، همان‌طـور کـه انتظـار داریـم بـا توجـه بـه حرکت دورانی پره، توزیع سرعت بر روی سـطح آن از عدد صفر در مرکز پـره تـا مـاکزیمم سـرعت در نـوک پره‌ها تغییر می‌کند. لازم به ذکر است این توزیع سـرعت به سرعت دورانی ٤٠٠٠ دور بر دقیقـه بـه‌دسـت آمـده است.



شکل ١٦ توزیع برداری سرعت در مقطع صفر برروی پره در صفحه Z-X



شکل ١٧ ضریب فشار در میانۀ شعاع پره



شکل ١٨ توزیع فشار روی سطح در مقطع ٠/٧٥ شعاع از ریشه پره

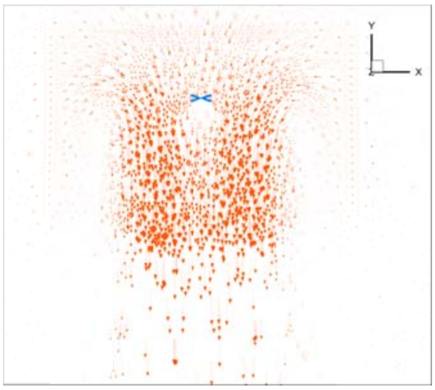
بـرای درک بهتـری از توزیـع فشـار روی مقـاطع مختلف پره در شکل‌هـای (١٨ و ١٧) توزیـع فشـار در دو مقطع نصف و سه‌چهارم شعاع از مرکـز پـره نشـان داده شده است.

در هر پره در حال دورانی، انتظـار مـی‌رود کـه بـا دوران پره، جریان جلوی آن به سمت پشت آن مکیـده

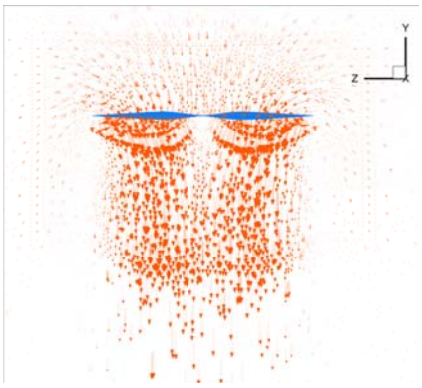
شود. شکل‌های (۲۰ و ۱۹) که مربوط به نحوهٔ مکیده شدن جریان توسط پره در آزمایش‌های استاتیکی است، کاملاً نشان می‌دهد که جریان در جلوی پره دارای سرعت صفر است و با دوران آن، کم کم به سمت پره مکیده می‌شود و سرعت آن افزایش می‌یابد و هرچه سرعت دورانی پره افزایش بیشتری پیدا کند، شتاب‌گیری جریان اطراف آن سریع‌تر اتفاق می‌افتد. هم‌چنین فاصلهٔ بهینه بین دو پره با وجود هاب مرکزی مهم می‌باشد. به‌عبارت دیگر در صورت کم بودن فاصله بین دو پره، جریان مکیده شدهٔ یک پره برروی پرهٔ دیگر اثر می‌گذارد و نیروی پیشران را کاهش می‌دهد. این شکل‌ها نشان می‌دهند که بردارهای سرعت جریان که به سمت پره کشیده می‌شوند، تقریباً تا فاصله ۱/۵ برابر شعاع پره دارای مقدار قابل‌توجهی هستند. لذا برای حذف اثر این پارامترها از نیروی پیش‌ران تولیدی پره، حداقل فاصلهٔ قرار گرفتن تجهیزات از پره باید ۱/۵ برابر شعاع از مرکز پره در نظر گرفته شود.

نکتهٔ قابل‌توجه دیگری که متوجه هر تحلیلگر آیرودینامیکی است. نحوهٔ عبور و حرکت خطوط جریان از بالادست پره به سمت پایین‌دست آن است. همان‌طور که در شکل (۲۱) مشاهده می‌شود این حرکت از حالت یکنواخت در بالادست پره آغاز می‌گردد و در حین عبور از پره به دوران در می‌آید و رفته رفته با گذر از سطح پره این دوران و پیچش افزایش می‌یابد و جریان در پایین دست پره به دور خود پیچیده و گردابه تولید می‌کند. از زاویهٔ دیگر و با جزئیات بیشتر روند این تغییرات در شکل (۲۲) نشان داده شده است.

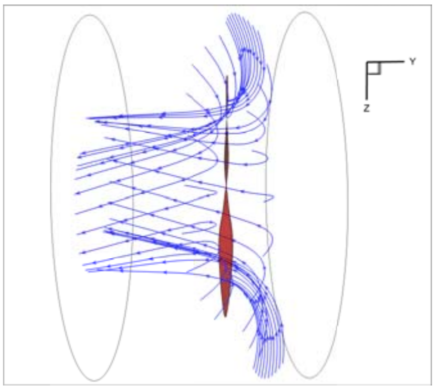
هم‌چنین می‌توان گردابه‌ها و تغییرات سرعت ایجاد شده بر رو و پشت پره را با رسم کانتورهای سرعت در پشت پره دید. برای این کار به فواصل مختلف، در پشت پره صفحاتی تعریف شده است. موقعیت دقیق این صفحات در شکل (۲۳) مشاهده می‌شود.



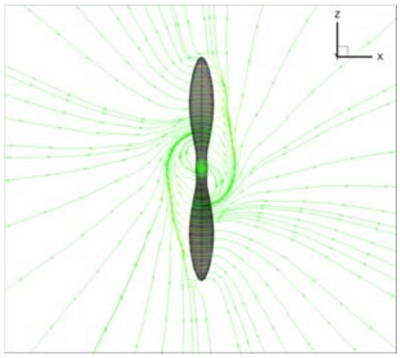
شکل ۱۹ نحوهٔ مکیده شدن جریان توسط پره در راستای محور Y در صفحه XY



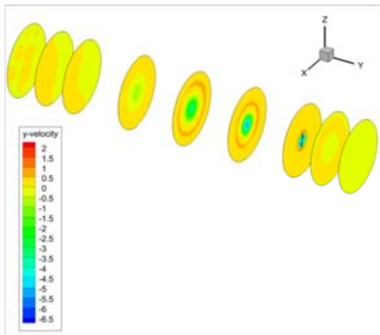
شکل ۲۰ نحوهٔ مکیده شدن جریان توسط پره در راستای محور Y در صفحه YZ



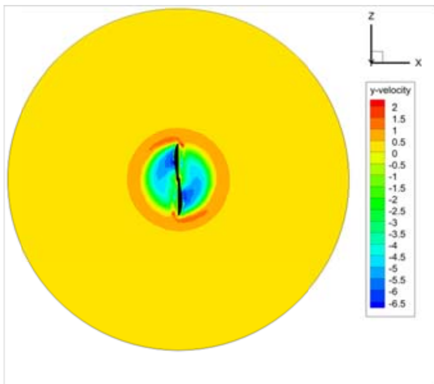
شکل ۲۱ نحوهٔ توزیع و آرایش حرکتی خطوط جریان بالادست پره به سمت پایین دست آن



شکل ۲۲ نحوهٔ توزیع عبور خطوط جریان در اطراف پره و روی سطح پره

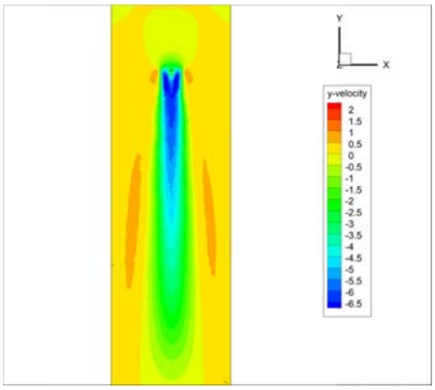


شکل ۲۳ پروفیل سرعت در مقاطع مختلف برروی صفحه Z-X

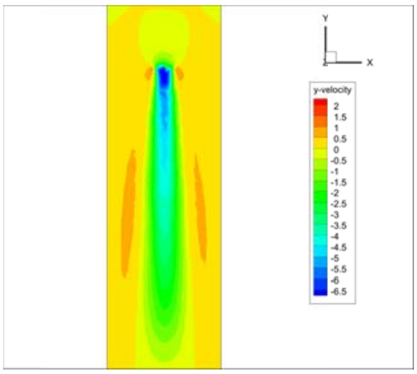


شکل ۲٤ پروفیل سرعت در مقطع صفر برروی پره در صفحهٔ z-x

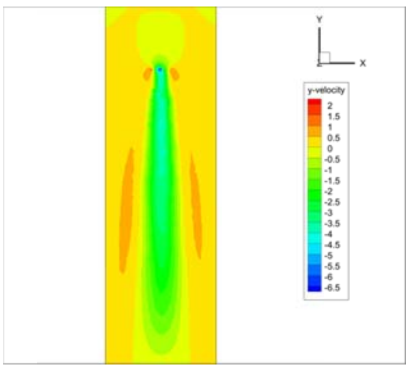
شکل (۲٤) تغییرات گرادیان سرعت ایجاد شده بر روی پره را در مقطع بـا فاصلـهٔ صـفر از سـطح پـره و عمود بر محور Y نشان می‌دهد. همان‌طور که در شـکل مشاهده می‌شود، در دو لبه، افت فشـار کـم و افـزایش سرعت ایجاد گردیده است و در دو لبهٔ دیگر آن عکس این عمل رخ داده است. نکتهٔ دیگر آن‌که در لبـهٔ پـره و در هر دو طرف آن سرعت به یک میزان افـزایش یافتـه است و می‌توان ماکزیمم سـرعت را در آنجـا مشـاهده نمود.



شکل ۲٥ پروفیل سرعت در مقطع صفر از مرکز پره بر روی صفحهٔ Y-X



شکل ۲٦ پروفیل سرعت در مقطع 0/5 از مرکز پره بر روی صفحهٔ Y-x

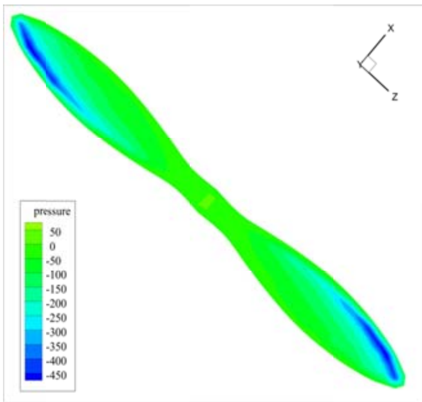


شکل ۲۷ پروفیل سرعت در مقطع ۰/۷٥ از مرکز پره بر روی صفحهٔ Y-X

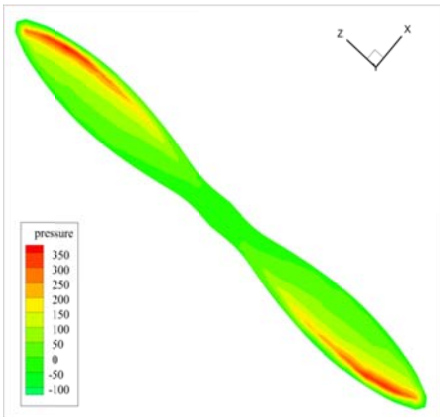
در شکل‌های (۲۷–۲۵) با توجه به اهمیت تغییرات سرعت بر روی پره و پایین‌دست آن و بررسی تأثیرگذارترین بخش پره در ایجاد مکش جریان و تولید نیروی پیش‌ران، نحوهٔ این تغییرات و گرادیان‌های سرعت نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌گردد هرچه از مرکز پره به سمت میانهٔ آن یعنی ۰/۷۵ شعاع، نزدیک می‌شویم با یکنواختی بیشتر در سرعت مواجه خواهیم شد و این امر نشان می‌دهد بیشینهٔ ایجاد نیروی پیش‌ران با توجه به همین فاصله ایجاد می‌گردد.

شکل (۲۸ و ۲۹) به‌خوبی نحوهٔ توزیع و تغییر فشار بر رو و پشت پره را در سرعت دورانی ۴۰۰۰ دور بردقیقه نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌گردد توزیع فشار در جلو، بر خلاف توزیع آن در پشت پره می‌باشد و این یعنی مکیده شدن جریان در بالادست به‌دلیل حرکت دورانی پره، باعث افزایش سرعت سطح پره از ریشه تا نوک می‌گردد و لذا فشار کاهش می‌یابد و از طرفی با عبور جریان و جدا شدن آن از سطح پره، فشار در سطح پشت پره افزایش یافته است.

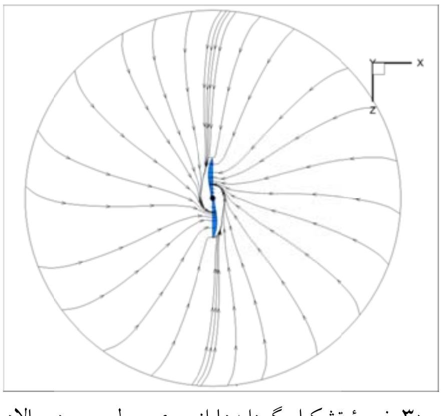
اما شکل (۳۰) نحوهٔ تشکیل گردابه را نشان می‌دهد. به‌طوری‌که از مقطع صفر روی سطح پره گردابه‌ها به‌تدریج تشکیل می‌گردند و با دور شدن از سطح پره، در فاصله یک متری آن (شکل ۳۱)، گردابه‌ها به‌آرامی شروع به میرا شدن می‌کنند و همان‌طور که در شکل (۳۲) مشاهده می‌شود در فاصله ۲متری از سطح پره بخش قابل‌توجهی از گردابه‌ها به‌طور کامل میرا شده‌اند.



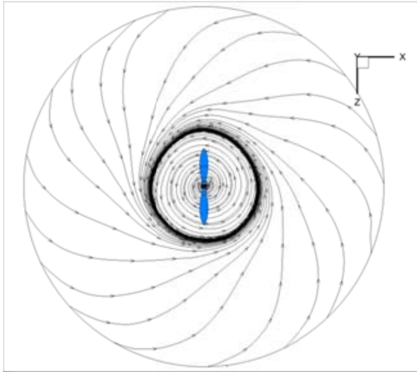
شکل ۲۸ توزیع فشار بر روی سطح جلوی پره در سرعت ۴۰۰۰ دور بر دقیقه



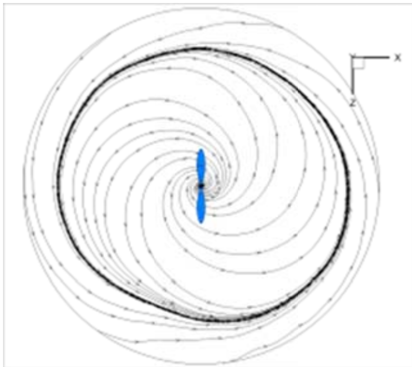
شکل ۲۹ توزیع فشار برروی سطح پشت پره در سرعت ۴۰۰۰ دور بر دقیقه



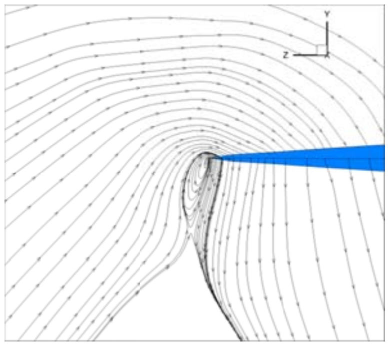
شکل ۳۰ نحوهٔ تشکیل گردابه‌ها از روی سطح پره در بالادست



شکل ۳۱ نمایش خطوط جریان در میرایی بخشی از گردابه‌های پشت پره در فاصلهٔ ۱ متری پشت پره

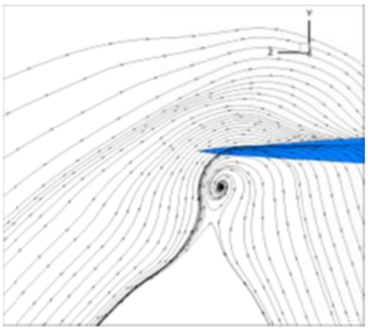


شکل ۳۲ میرا شدن بخش زیادی از گردابه‌های تشکیل شده، در فاصله ۲ متری پشت پره

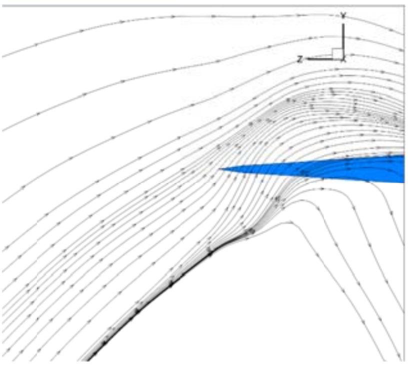


شکل ۳۳ نمایش خطوط جریان در گردابه‌های ایجاد شده در مقطعی بر روی پره در صفحهٔ Z-Y

نکتهٔ قابل‌توجه دیگر گردابه‌های تشکیل شده در نوک پره می‌باشد. همان‌طور که در شکل (۳۳) مشاهده می‌شود در اثر دوران پره، بخشی از جریان عبوری از روی پره به‌علت محدود بودن سطح و هم‌چنین آزاد بودن جریان در یک طرف نوک پره، موجبات دورانی گشتن جریان اطراف نوک پره می‌گردد. که با فاصله گرفتن (شکل ۳۵ و ۳٤) از نوک پره در راستای محور x، باعث میرا شدن گردابه‌های اطراف پره می‌گردد.



شکل ۳٤ نمایش خطوط جریان در میرا شدن بخشی از گردابه‌های ایجاد شده در فاصلهٔ ۱متری از سطح پره



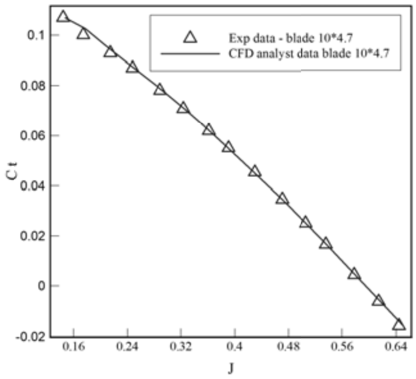
شکل ۳۵ نمایش خطوط جریان در میرا شدن کامل گردابه‌ها در فاصلهٔ ۲ متری از سطح پره

نتایج عددی دینامیکی

هم‌چنین در اعتبارسنجی نتایج دینامیکی تجربی، نتایج ضریب نیروی پیشران در آزمایش‌های دینامیکی با داده‌های مرجع [5] مقایسه شده و در شکل (۳٦) نشان داده شده است. J (Advance Ratio) نسبت پیشرفت و یا به‌عبارتی $J = \frac{V_\infty}{n.D}$ می‌باشد که V سرعت جریان آزاد و n دور برحسب ثانیه و D قطر پره می‌باشد).

نتایج فوق نشان می‌دهد با افزایش سرعت جریان ورودی، ضریب نیروی پیشران کاهش می‌یابد و در یک

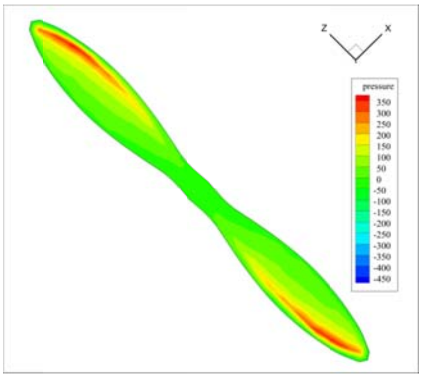
سرعت مشخص در ورودی به صفر می‌رسد و به‌جای تولید نیروی پیش‌ران، مانند توربین باد تولید توان می‌کند. لذا بررسی سرعت جریان هوا برای آزمایش واقعی یک کوادرتور نقش تعیین‌کننده‌ای در پایداری آن ایفا می‌کند. زیرا همان‌طور که مشاهده می‌شود ضرایب آیرودینامیکی آن تغییرات اساسی دارد. هم‌چنین با نمایش توزیع فشار پشت پره برای سرعت ورودی مختلف این مطلب تأیید می‌گردد.



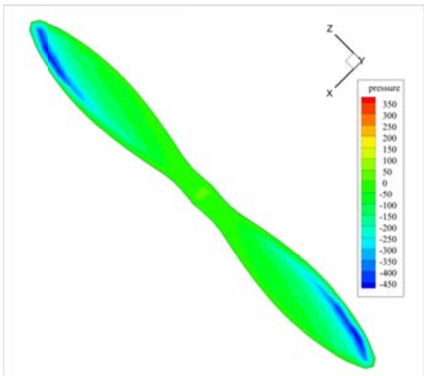
شکل ٣٦ مقایسه نتایج تجربی [5] و عددی دینامیکی ضریب نیروی پیشرانش نسبت به نسبت پیشرفت (J)

در شکل (۳۷) سرعت هوای وروی از صفر به ۵ متر بر ثانیه افزایش پیدا می‌کند و همان‌طور که مشاهده می‌شود توزیع فشار در اکثر بخش‌های سطح پشت پره افزایش پیدا کرده است و به تدریج نواحی ماکزیمم و مینیمم فشار در پشت پره معکوس می‌گردد. این تغییرات در شکل (۳۸) و مقایسهٔ آن با شکل‌های به‌ترتیب (۲۹ و ۳۷)، با افزایش سرعت ورودی به‌میزان ۱۰ متر بر ثانیه کاملاً نمایان است.

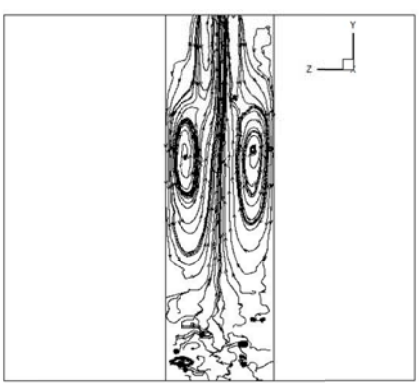
نکته قابل‌توجه دیگری که وجود دارد نحوهٔ تولید و تغییرات گردابه‌های پشت پره در طول حوزهٔ حل به‌ازای افزایش سرعت در ورودی است. شکل (۳۹) توزیع گردابه های تولید شده در پشت پره را به ازای سرعت ۲/۵ متر بر ثانیه نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود گردابه‌ها به شکل‌های جدا از هم و تقریباً نامتقارنی تشکیل و دائماً دستخوش تغییراتی در اندازه و جهت خود می‌گردند و به‌طور تقریبی، این امر نشان‌دهندهٔ غیر قابل‌پیش‌بینی بودن نحوهٔ تغییرات گردابه‌ها در پشت پره‌های چرخشی در حالت دینامیکی است.



شکل ۳۷ توزیع فشار در سطح پشت پره به‌ازای سرعت ورودی ۵ متر برثانیه



شکل ۳۸ توزیع فشار در سطح پشت پره به‌ازای سرعت ورودی ۱۰ متر برثانیه



شکل ۳۹ نحوه تشکیل و توزیع گردابه‌ها در حوزه حل

نتیجه‌گیری

در این تحقیق به بررسی آیرودینامیکی یک پرۀ کوادرتور به‌صورت تجربی و عددی پرداخته شده است. نکات اصلی استخراج شده در این تحقیق نشان می‌دهد که

۱- مقایسۀ نتایج عددی و تجربی تطابق خوبی را نشان می‌دهد.

۲- از آن‌جایی که منبع تغذیۀ پرنده‌های مصنوعی محدود می‌باشد انتخاب پره مناسب برای روتور می‌تواند مداومت پروازی آن‌ها را افزایش دهد. این انتخاب بدون داشتن منحنی‌های مشخصۀ پره غیرممکن می‌باشد. در این تحقیق، منحنی‌های مشخصۀ یک پره توسط آزمایش‌ها تجربی استخراج شده است.

۳- به‌دلیل وجود تجهیزات ضروری در وسایل پرنده، عدم رعایت فاصلۀ این تجهیزات تا پره می‌تواند بر روی نیروی رانش اثر بگذارد در این تحقیق، در فاصله‌های مختلف در اطراف و در پشت پره، جریان گردابه‌ای حول پره شبیه‌سازی عددی شده است.

٤- شبیه‌سازی عددی توزیع سرعت و فشار بر روی پره استخراج شده، در انتخاب جنس پره برای دلیل داشتن تحمل این توزیع نیرو، ضروری می‌باشد.

۵- نتایج آزمایش‌های تجربی نشان می‌دهد اگر فاصله یک صفحۀ مسطح تا پره (اثر زمین) از مقدار مشخصی کمتر باشد، به‌دلیل گردابه‌های پایین‌دست جریان، نیروی رانش را تحت تأثیر قرار می‌دهد.

٦- نتایج دینامیکی نشان می‌دهد تشکیل گردابه‌های پشت پره نسبت به حالت استاتیکی در فاصلۀ دورتری از سطح پره ایجاد می‌شود و میرایی آنها تا حدودی غیرقابل پیش‌بینی است مگر این‌که حجم حوزۀ حل بسیار بزرگ انتخاب شود و این امر مستلزم کامپیوترهای بسیار قدرتمند می‌باشد.

۷- همان‌طور که مشاهده می‌شود پرۀ مورد استفاده در این تحقیق تقریباً به‌ازای سرعت ورودی ۱۰ متر بر ثانیه نیروی پیش‌رانی تولید نمی‌کند و به حالت آسیاب بادی می‌رسد و این امر اثر جریان هوا بر روی پارامترهای آیرودینامیکی و پیش‌رانشی را تأیید می‌کند.

مراجع

1. Henry V. Borst, "Aerodynamic Design and Analysis of Propellers for Mini-Remotely Piloted Air Vehicles", *USAAMRDL-TR-77-45A*, Vol. 1, January, (1978).
2. Srinivasan, G.R. and Baeder, J.D., "TURNS: A Free-Wake Euler/ Navier-Stokes Numerical Method for Helicopter Rotors", *AIAA Journal*, Vol. 31, No. 5, Technical Notes. (1992)
3. Bottasso, C.L. and Shephard, M.S.; "Finite Element Adaptive MultigridEulerSolver for Rotary Wing Aerodynamics", *AIAA Journal,* December, (1999).
4. Monal Pankaj Merchant, Propeller Performance Measurement for Low Reynolds Number Unmanned Aerial Vehicle Applications, Wichita State University, (2004).
5. Merchant, M.P. and Miller, L.S., "Propeller Performance Measurement for Low Reynolds Number UAV Applications", *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting,* AIAA 2006-1127,(2006).
6. Ol, M., Zeune, C. and Logan, M., "Analytical – Experimental Comparison for Small Electric Unmanned Air Vehicle Propellers", *26th AIAA Applied Aerodynamics Conference,* AIAA 2008-7345, (2008).
7. Deters, R.W. and Selig, M.S., "Static Testing of Micro Propellers", *26th AIAA Applied Aerodynamics Conference,* AIAA 2008-6246, (2008).
8. Gamble, D.E., "Automated Dynamic Propeller Testing at Low Reynolds Numbers", *M.S. Thesis,*

Oklahoma State University, Stillwater, OK, (2009).
9. Brandt, J.B. and Selig, M.S., "Propeller Performance Data at Low Reynolds Number", *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting,* AIAA 2011-1255,(2011)
10. Aron J. Brezina and Scott K. Thomas M.S., "Measurement of Static and Dynamic Performance Characteristics of Electric Propulsion Systems", MastersThesis, Wright State University, (2012).
11. Leishman, Gordon J. Principles of Helicopter Aerodynamics, Cambridge Aerospace's Series, Cambridge, pp. 496, (2000).
12. Fay J. "The Helicopter History, Piloting and How it Flies", 3rd ed., Himalayan Books, pp. 359, (1995).
13. Newman, S., "*The Foundation of Helicopter Flight*", 1st ed., Elsevier, (1994).
14. Versteeg, H.K. and MalaLasekera, W., "An Introduction to Computational Fluid Dynamics: The Finite Volume Method", Longman Scientific & Technical, (1995).
15. Newman, S., "*The Foundation of Helicopter Flight*", 1st edition, Elsevier, pp. 563, (1994).
16. Leishman, Gordon J., "*Principles of Helicopter Aerodynamics*", Cambridge Aerospace's Series, pp. 496, (2000).